



# Simulación del comportamiento del subsistema de potencia del satélite Lian-Hé bajo unos parámetros de misión típicos

## Master Universitario en Sistemas Espaciales

### Autores

Aguado Benito, Carlos  
Álvarez Romero, Jose Miguel  
Arcenillas Hernández, Pablo  
Bermejo Ballesteros, Juan  
Castrillón Vilar, Lucía  
Criado Zurita, Flor  
García González, Sergio

García Ramírez, Jaime  
González Bárcena, David  
González-LLana de los Reyes, Arturo  
Lera Matellanes, Miguel  
Padilla Gutiérrez, Estefanía  
Zaragoza Asensio, Juan Antonio

### Tutores

Cubas Cano, Javier  
Pindado Carrión, Santiago  
Roibás Millán, Elena

# Índice

<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Datos sobre la misión . . . . .	1
<b>2. Modelizado del subsistema de potencia</b>	<b>2</b>
2.1. Flujos de información . . . . .	2
2.2. Paneles solares . . . . .	4
2.2.1. Obtención de la radiación incidente en los paneles fotovoltaicos . . . . .	8
2.3. Baterías . . . . .	11
2.3.1. Planteamiento del modelo la batería . . . . .	11
2.3.2. Proceso de ajuste del modelo de batería por mínimos cuadrados . . . . .	14
2.4. Conversores . . . . .	18
2.5. Control . . . . .	24
<b>3. Análisis de la misión</b>	<b>27</b>
3.1. Caso nominal (sin fallo en paneles solares) . . . . .	27
3.2. Fallo crítico de uno de los paneles desplegables . . . . .	31
3.3. Fallo de un panel desplegable y un panel lateral . . . . .	35
<b>4. Conclusiones</b>	<b>37</b>
<b>5. Agradecimientos</b>	<b>37</b>

## Índice de figuras

1.	Esquema del subsistema de potencia del satélite Lian-Hé simulado. . . . .	2
2.	Diagrama de cajas que representa los flujos de información entre los distintos bloques del sistema. Existe un cierto desfase temporal entre la demanda de potencia del sistema y la respuesta de la batería. . . . .	3
3.	Circuito equivalente de un panel fotovoltaico, esquema 1 diode/2 resistor. Imagen tomada de [1]. . . . .	4
4.	Comparación de la curva $I-V$ del panel fotovoltaico en condiciones de referencia ( $28^{\circ}\text{C}$ ) medida y obtenida con el modelo aplicado. . . . .	6
5.	Representación esquemática de los ángulos de giro que definen los movimientos orbitales y actitud del satélite. El eje $x$ corresponde a la dirección del Sol. $\beta$ representa el ángulo entre el plano orbital y el Sol, $\alpha$ representa la anomalía verdadera y $\dot{\gamma}$ representa el giro de la estabilización por spin. . . . .	8
6.	Posición inicial del satélite Lian-Hé respecto a los ejes de referencia. El Sol se encuentra en el eje $x$ . Las caras amarillas representan los paneles solares. . . . .	9
7.	Mínima intensidad de corriente generada por los paneles solares (correspondiente a un ángulo máximo entre el Sol y el plano orbital $\beta = -65^{\circ}$ ). . . . .	11
8.	Esquema del modelo de batería empleado. Figura extraída de [4]. . . . .	12
9.	Parte del modelo de batería correspondiente a su vida útil. Figura extraída de [4]. . . . .	13
10.	Parte del modelo de batería correspondiente a las características tensión-corriente. Figura extraída de [4]. . . . .	13
11.	Esquema del proceso de ajuste de parámetros. . . . .	14
12.	Perfil de descarga de la batería empleada. . . . .	14
13.	Comparación entre los datos experimentales y los ajustados por mínimos cuadrados. . . . .	16
14.	Modelo de batería introducido en Simulink. . . . .	17
15.	Potencia consumida por el satélite durante un ciclo nominal. Se muestra un ciclo nominal de experimentos; la potencia representada corresponde con el consumo exigido a la entrada de los conversores del sistema de distribución de potencia. . . . .	19
16.	Potencia consumida por la radio durante un ciclo nominal de comunicaciones. . . . .	21
17.	Esquema del conversor de +5 V en Simulink. . . . .	22
18.	Modelo del BUS en Simulink. . . . .	23
19.	Esquemas de los subsistemas PPT y DET. Figura extraída de [6]. . . . .	24
20.	Esquema del filtro que activa el modo hibernación cuando la batería se descarga. . . . .	26
21.	Intensidades de corriente de las principales líneas del sistema de potencia: paneles solares, batería y bus de distribución de potencia. Se muestra su evolución durante 30 días funcionando en condiciones nominales. . . . .	28
22.	Evolución del $SOC$ y el voltaje de la batería durante 30 días de funcionamiento en condiciones nominales. Se incluye la corriente de la línea que conecta la batería con el resto del sistema para comparar con las solicitaciones. . . . .	29
23.	Evolución del $SOC$ y el voltaje de la batería si ésta comienza con $SOC = 0.3$ . . . . .	30
24.	Evolución del $SOC$ y el voltaje de la batería desde la entrada en modo hibernación hasta la total recuperación de la batería. . . . .	30

25.	Intensidades de corriente de las principales líneas del sistema de potencia: paneles solares, batería y bus de distribución de potencia. Se muestra su evolución durante 30 días funcionando en condiciones nominales con fallo crítico de uno de los paneles despleables. . . . .	32
26.	Evolución del <i>SOC</i> y el voltaje de la batería durante 30 días de funcionamiento en condiciones nominales con fallo crítico de uno de los paneles despleables. Se incluye la corriente de la línea que conecta la batería con el resto del sistema para comparar con las solicitaciones. . . . .	33
27.	Evolución del <i>SOC</i> y el voltaje de la batería si ésta comienza con $SOC = 0.3$ . Caso con fallo crítico de uno de los paneles despleables. . . . .	34
28.	Evolución del <i>SOC</i> y el voltaje de la batería desde la entrada en modo hibernación hasta la total recuperación de la batería. Caso con fallo crítico de uno de los paneles despleables. . . . .	35
29.	Evolución del <i>SOC</i> y el voltaje de la batería funcionando de forma continua durante 6 ciclos nominales de experimentos con un panel desplegable y uno lateral inactivos. . . .	36

## Índice de tablas

1.	Valores de los puntos característicos del panel. . . . .	5
2.	Valores de los parámetros del circuito equivalente a la temperatura de referencia (28°C). . . . .	6
3.	Variaciones de los datos de la curva del panel con la temperatura . . . . .	6
4.	Velocidades de giro de los tres movimientos que describen la posición relativa del Lian-Hé. $\dot{\beta}$ representa el giro del plano orbital, $\dot{\alpha}$ la anomalía verdadera y $\dot{\gamma}$ el giro de actitud. . . . .	8
5.	Parámetros característicos del modelo de batería ajustados. . . . .	15
6.	Potencias demandadas por las cargas en modo constante. . . . .	18
7.	Potencias demandadas por las cargas útiles. . . . .	18
8.	Cargas de pago en modo constante. . . . .	20
9.	Comparación entre la energía media generada por los paneles fotovoltaicos y la consumida por las cargas de pago durante el un ciclo nominal de experimentos. . . . .	27
10.	Comparación entre la energía media generada por los paneles fotovoltaicos y la consumida por las cargas de pago durante el un ciclo nominal de experimentos con fallo crítico de uno de los paneles despleables. . . . .	31
11.	Comparación entre la energía media generada por los paneles fotovoltaicos y la consumida por las cargas de pago durante el un ciclo nominal de experimentos con fallo crítico en dos paneles, uno desplegable y uno lateral. . . . .	35

## 1. Introducción

En el proceso de diseño de sistemas espaciales, el subsistema de generación y distribución de potencia resulta crítico. Para percibirlo basta con pensar en la dependencia energética de gran parte de los demás subsistemas.

En el presente informe se describirá en detalle el modelizado del sistema de generación y distribución de potencia del satélite Lian-Hé. También se realizarán análisis para comprobar la durabilidad de la batería durante la misión, así como la robustez del diseño en caso de fallo de algún panel solar.

El presente trabajo es parte del contenido docente de la asignatura de Generación y Gestión de Potencia Eléctrica correspondiente al Máster Universitario en Sistemas Espaciales (MUSE), impartido en el curso 2016-2017.

### 1.1. Datos sobre la misión

El Lian-Hé se trata de un satélite científico, que realizará durante su misión una serie de experimentos que demandarán una determinada ley de potencias conocida. Para abastecer tal demanda el vehículo consta de 4 paneles solares, dos desplegados y dos fijos en las caras laterales.

Además, el vehículo se encuentra estabilizado por spin, de manera que la cara inferior (la opuesta a los paneles desplegables) se encuentra siempre orientada a Nadir, y su normal constituye el eje de rotación. De esta forma, los paneles desplegables se encuentran siempre orientados según el radio vector de posición del mismo respecto al centro de la Tierra, mientras que los paneles laterales se encuentran girando como consecuencia de la estrategia de estabilizado.

En cuanto a la órbita, el Lian-Hé sigue una órbita polar y aproximadamente circular de unos 400 km de altitud. Además el plano orbital sigue un movimiento oscilatorio de período 30 días y  $65^\circ$  de amplitud centrado en la dirección del Sol.

Los paneles solares están formados por 4 series de 10 células Azur Soace 3G28C ([3]). La batería y el sistema de distribución de potencia son descritos con más detalle en los Apartados 2.3 y 2.4.

Por último, las comunicaciones se realizarán desde tres estaciones en Tierra, situadas en Madrid, Buenos Aires y Pekín. Como primera aproximación de los contactos con las bases en Tierra se han tomado las de una órbita polar estándar.

## 2. Modelizado del subsistema de potencia

A continuación se muestra en detalle el proceso de modelizado de los diversos elementos que componen el subsistema de potencia.

### 2.1. Flujos de información

En primer lugar se describen los flujos de información en el modelo mediante diagramas de cajas. En la Figura 1 se muestra el circuito del subsistema de potencia generado en el software de simulación empleado (Matlab-Simulink).

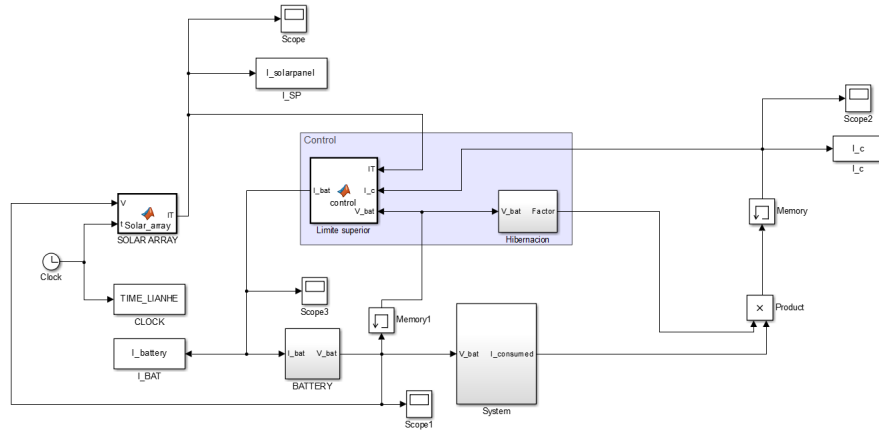


Figura 1: Esquema del subsistema de potencia del satélite Lian-Hé simulado.

A continuación, la Figura 2 se muestra el diagrama de flujos de información entre bloques, que se explica como sigue:

- Por un lado, los paneles solares generan una determinada intensidad de carga  $IT$ , en base a la posición relativa de los paneles solares respecto al Sol y el voltaje del sistema en cada instante.
- Ese voltaje del sistema es fijado por la batería, que en cada instante tendrá un estado de carga  $SOC$  determinado y a la que le viene impuesta una entrada o salida de intensidad de corriente en base a la diferencia entre potencia demandada por el sistema y la generada por los paneles solares.
- Por otro lado, el sistema satélite demandará en cada instante una potencia dada en base a los experimentos que se estén desarrollando. Dicha potencia se traduce en intensidad de corriente (A) demandada en base al voltaje de la batería.

Con esto se define el ciclo de información del Lian-Hé. Sin embargo, los tiempos de trabajo de cada bloque no son los mismos. Para que el sistema funcione realmente se deben imponer los siguientes desfases entre bloques.

En un instante determinado  $t$  los paneles solares generan una determinada intensidad de corriente  $IT$ . Por otro lado, la batería tendrá un  $SOC$  determinado también. Simultáneamente, los diferentes subsistemas del satélite demandan una determinada potencia (en W) que, con el voltaje de la batería en  $t$ , se traducen en una demanda de intensidad de corriente  $I_c$ .

Sin embargo, la información de la potencia demandada por el sistema llega a los paneles y la batería con un cierto desfase. Como consecuencia, paneles, batería y módulo de control trabajan en base al voltaje de la batería en  $t$ , pero satisfaciendo la demanda del sistema en el instante  $t - dt$ .

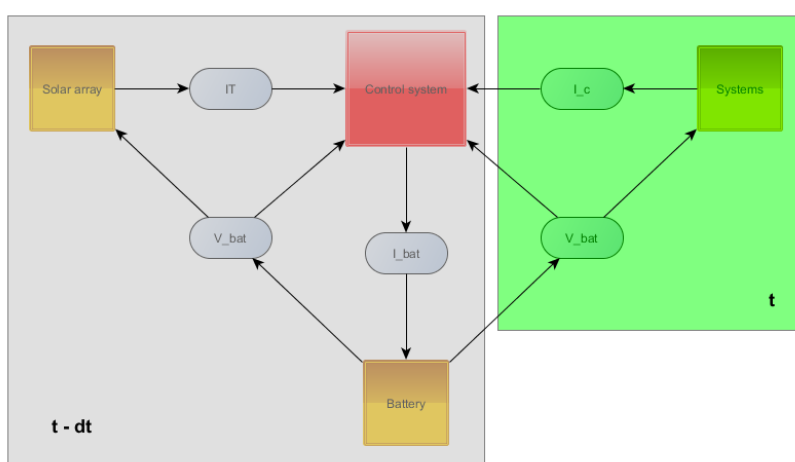


Figura 2: Diagrama de cajas que representa los flujos de información entre los distintos bloques del sistema. Existe un cierto desfase temporal entre la demanda de potencia del sistema y la respuesta de la batería.



## 2.2. Paneles solares

Los paneles solares de este modelo se han modelizado de la misma manera que en la referencia [1] salvo dos modificaciones conceptuales:

- En la ecuación del diodo (1) se mantiene el voltaje en la expresión. Dicho voltaje será de la batería en cada instante. En [1] se sustituía por el producto de la propia intensidad de corriente buscada y la resistencia conectada al panel.
- Los paneles se consideran a una temperatura constante de 45°C.

Sin embargo, estas dos modificaciones afectan únicamente al enlace entre los paneles y el resto del sistema, o simplifican el modelo ( $T = \text{cte}$ ). Por lo tanto, en general se busca reproducir la simulación propuesta en [1], [2].

En estos artículos se propone una simulación basada en el esquema eléctrico 1 diode/ 2 resistor. Dicho esquema está muy extendido debido a su simplicidad y precisión. El circuito equivalente, que se puede observar en la Figura 3, consiste en un generador de corriente ideal conectado en paralelo a un diodo ideal, siendo ésta la representación más simple del comportamiento de un panel solar. Se añaden además dos resistencias, una en paralelo ( $R_{sh}$ ) y otra en serie ( $R_s$ ).

$R_{sh}$  representa las pérdidas debidas a los escapes de corriente a través de los componentes de alta conductividad en las tomas de las células, mientras que  $R_s$  representa las pérdidas a través de las uniones entre células.

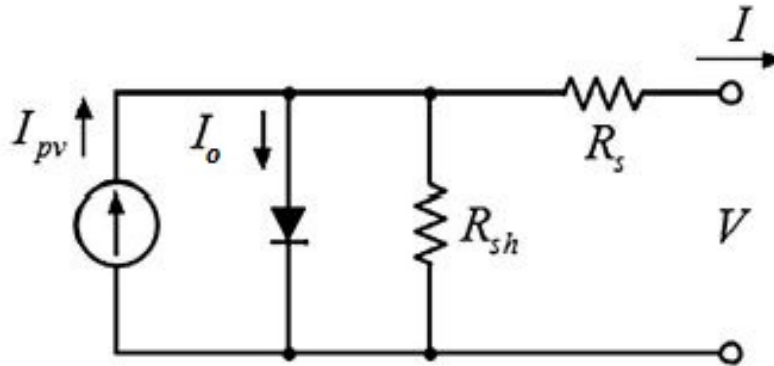


Figura 3: Circuito equivalente de un panel fotovoltaico, esquema 1 diode/2 resistor. Imagen tomada de [1].

Para llevar a cabo la simulación, la clave reside en el correcto cálculo de los 5 parámetros que definen el comportamiento del circuito. Dichos parámetros son  $I_{pv}$ ,  $I_o$ ,  $R_{sh}$ ,  $R_s$  y  $a$ , donde  $a$  representa el factor de idealidad del diodo y cuantifica la desviación respecto al comportamiento del diodo de Shockley (2):

$$I = I_{pv} - I_0 \cdot \left[ \exp \left( \frac{q \cdot V}{k \cdot T} \right) - 1 \right] \quad (1)$$

De manera que la ecuación que define el comportamiento del circuito de la Figura 3 queda (2):

$$I = I_{pv} - I_0 \cdot \left[ \exp \left( \frac{V + I \cdot R_s}{a \cdot V_T} \right) - 1 \right] - \frac{V + I \cdot R_s}{R_{sh}} \quad (2)$$

Donde  $V_T$  es el voltaje térmico:

$$V_t = N \cdot \frac{k \cdot T}{q} \quad (3)$$

$k$  es la constante de Boltzmann y es igual a  $1.380648 \cdot 10^{-23}$  J/K.

$q$  es la carga de un electrón y es igual a  $1.602176 \cdot 10^{-19}$  C.

$N$  es el número de células conectadas en serie ( $N=10$ ).

Una vez definido el modelo del panel fotovoltaico, el ajuste de los parámetros será determinante como ya se ha mencionado. Los datos proporcionados generalmente por los fabricantes son los siguientes:

- Intensidad de cortocircuito ( $I_{sc}$ ).
- Voltaje de circuito abierto ( $V_{oc}$ ).
- Intensidad a potencia máxima ( $I_{mp}$ ).
- Voltaje a potencia máxima ( $V_{mp}$ ).

Éstos son los datos más representativos del comportamiento del panel, y con ellos se imponen cuatro condiciones: cortocircuito, circuito abierto, un punto de funcionamiento ( $I_{mp}$  y  $V_{mp}$ ) y el punto de máxima potencia ( $\partial P / \partial V = 0$ ).

Se tienen por tanto 5 parámetros y 4 condiciones que darán lugar a cuatro ecuaciones. Éstas permitirán calcular los parámetros  $I_{pv}$ ,  $R_s$ ,  $R_{sh}$  e  $I_0$  a partir del valor de  $a$ . Donde  $a$  es el factor de idealidad del diodo y suele tomar típicamente valores comprendidos en el rango  $[1, 1.5]$  para células con una junction. En este caso, al estudiar células de triple junction tomará valores multiplicados por 3.

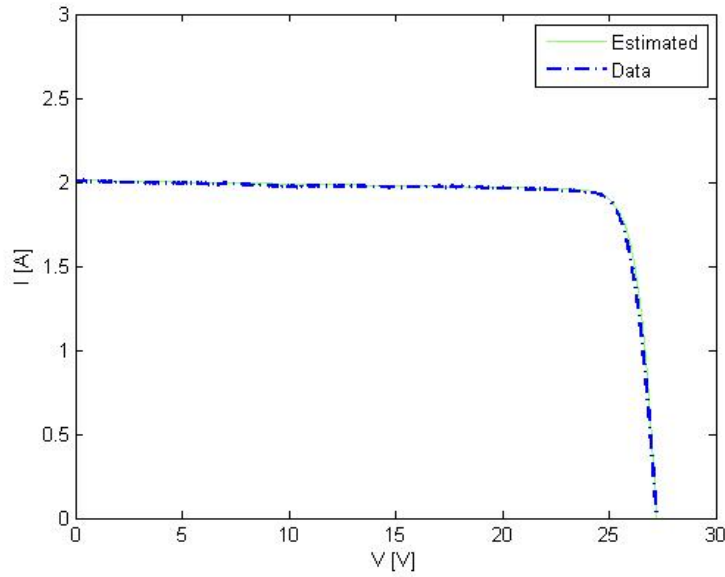
Mediante un proceso de barrido en el parámetro  $a$  se obtiene un valor del orden de 0.74, que deberá multiplicarse por 3. La Tabla 2 muestra los valores de los parámetros del circuito equivalente para el valor de  $a$ , y la Figura 4 muestra la curva  $I$ - $V$  del panel completo en condiciones de referencia ( $28^\circ\text{C}$ ):

Tabla 1: Valores de los puntos característicos del panel.

$I_{sc}$ [A]	$V_{oc}$ [V]	$I_{mp}$ [A]	$V_{mp}$ [V]
2.0117	27.206	1.9133	24.8117

Tabla 2: Valores de los parámetros del circuito equivalente a la temperatura de referencia (28°C).

<b>a</b>	$I_{pv}$ [A]	$I_0$ [A]	$R_{sh}$ [ $\Omega$ ]	$R_s$ [ $\Omega$ ]
$0.74 \cdot 3$	2.0122	$5.908 \cdot 10^{-21}$	452	0.1066


Figura 4: Comparación de la curva  $I$ - $V$  del panel fotovoltaico en condiciones de referencia (28°C) medida y obtenida con el modelo aplicado.

No obstante, los paneles se encuentran a 45°C, de manera que se deben recalcular los parámetros de referencia ( $I_{sc}$ ,  $V_{oc}$ ,  $I_{mp}$  y  $V_{mp}$ ) para esta temperatura. Para ellos se aplican las ecuaciones (4), con los datos de la Tabla proveídos por el fabricante [3], recogidos en la Tabla 3.

$$\begin{aligned}
I_{sc} &= I_{sc,ref} + \Delta I_{sc} \cdot (T - T_{ref}) \\
V_{oc} &= V_{oc,ref} + \Delta V_{oc} \cdot (T - T_{ref}) \\
I_{mp} &= I_{mp,ref} + \Delta I_{mp} \cdot (T - T_{ref}) \\
V_{mp} &= V_{mp,ref} + \Delta V_{mp} \cdot (T - T_{ref})
\end{aligned} \tag{4}$$

Tabla 3: Variaciones de los datos de la curva del panel con la temperatura

$\Delta V_{oc}/\Delta T$ [mV/°C]	$\Delta I_{sc}/\Delta T$ [mA/°C]	$\Delta V_{mp}/\Delta T$ [mV/°C]	$\Delta I_{mp}/\Delta T$ [mA/°C]
-60	1.28	-61	1.12



Con esto quedan determinados todos los parámetros del panel menos la radiación incidente  $I_{pv}$ , que se explica a continuación.

### 2.2.1. Obtención de la radiación incidente en los paneles fotovoltaicos

Para el cálculo de la irradiancia sobre los paneles es necesario conocer la posición relativa de todos los paneles respecto al Sol como función del tiempo. Dicha posición puede expresarse en función de tres ángulos, de manera que la posición de los paneles en el sistema de coordenadas inercial terrestre puede obtenerse aplicando las matrices de giro. Los ángulos de giro vienen especificados en la Figura 5. La Tabla 4 muestra las velocidades de giro de dichos movimientos orbitales y de actitud.

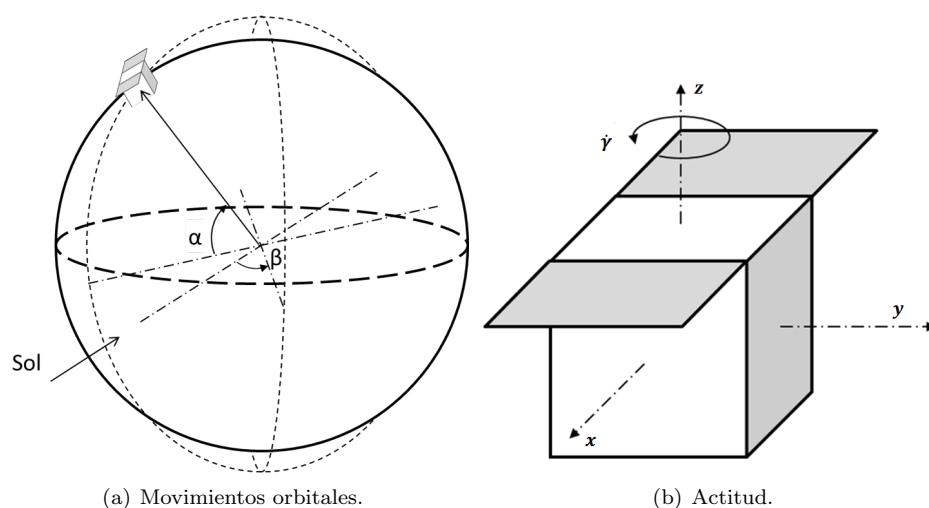


Figura 5: Representación esquemática de los ángulos de giro que definen los movimientos orbitales y actitud del satélite. El eje  $x$  corresponde a la dirección del Sol.  $\beta$  representa el ángulo entre el plano orbital y el Sol,  $\alpha$  representa la anomalía verdadera y  $\dot{\gamma}$  representa el giro de la estabilización por spin.

Tabla 4: Velocidades de giro de los tres movimientos que describen la posición relativa del Lian-Hé.  $\dot{\beta}$  representa el giro del plano orbital,  $\dot{\alpha}$  la anomalía verdadera y  $\dot{\gamma}$  el giro de actitud.

$\dot{\beta}$ [rad/s]	$\dot{\alpha}$ [rad/s]	$\dot{\gamma}$ [rad/s]
$1.75 \cdot 10^{-6}$	0.00113	0.005

La Figura 6 muestra la posición inicial del Lian-Hé respecto a un sistema de referencia centrado en el centro de la Tierra, con el eje  $x$  apuntando al Sol. Éste será el sistema de referencia respecto del cual se aplicarán los giros. Por tanto, los paneles desplegables se encuentran inicialmente mirando al Sol (su vector normal coincide con el eje  $x$ ) mientras que los paneles laterales tienen sus normales coincidiendo con los ejes  $y+$  /  $y-$  respectivamente. Esto permite obtener la posición relativa de los paneles y el Sol como el producto vectorial del vector de posición del Sol y el vector normal a cada panel tras aplicar los giros correspondientes.

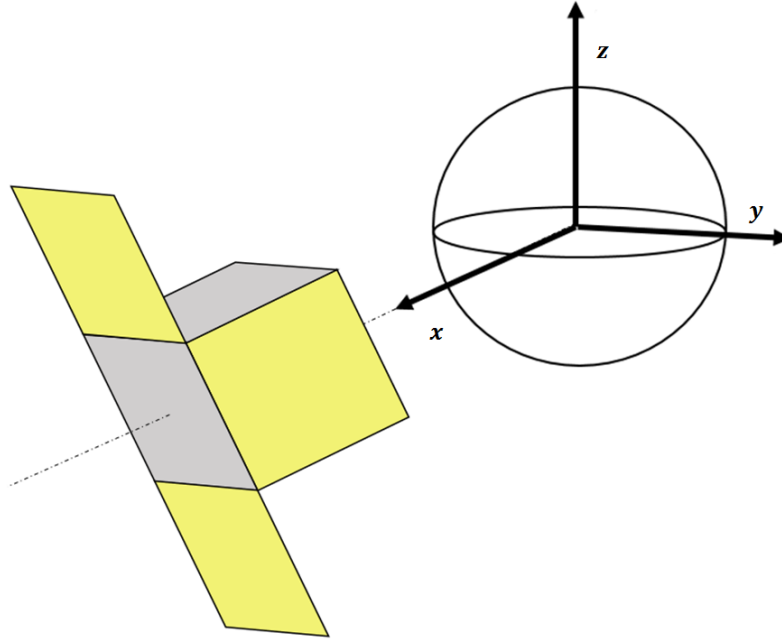


Figura 6: Posición inicial del satélite Lian-Hé respecto a los ejes de referencia. El Sol se encuentra en el eje  $x$ . Las caras amarillas representan los paneles solares.

Los giros a realizar dependerán del panel que se analice:

- Los paneles desplegables mantienen su posición relativa al Sol independientemente del ángulo de giro de actitud (respecto a su normal). Como consecuencia, la posición de su vector normal se obtiene aplicando dos giros (5) y (6): un giro respecto al eje  $z$  (representa el ángulo  $\beta$  entre la dirección del Sol y el plano orbital) y otro respecto al eje  $y$  (representa la anomalía verdadera del satélite en la órbita,  $\alpha$ ).

$$\{x_d\} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\cos(\theta) = \{x_d\} \cdot (1, 0, 0) = \cos(\alpha) \cdot \cos(\beta) \quad (6)$$

- Los paneles laterales, por otro lado, dependen del ángulo de giro de actitud. Como consecuencia, la posición de su vector normal se obtiene aplicando tres giros (7) y (8): un giro respecto al eje  $z$  (representa el ángulo  $\beta$  entre la dirección del Sol y el plano orbital), otro respecto al eje  $y$  (representa la anomalía verdadera del satélite en la órbita,  $\alpha$ ) y el giro de actitud  $\gamma$  respecto a la normal a de los paneles desplegables.

$$\{x_l\} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) \\ 0 & \sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \pm 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\cos(\theta) = \{x_l\} \cdot (1, 0, 0) = \pm(\cos(\gamma) \cdot \sin(\beta) + \cos(\beta) \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\gamma)) \quad (8)$$

Los dos paneles laterales tienen la misma ecuación para el ángulo de incidencia de la radiación solar pero cambiando el signo del término a la derecha de la expresión.

De esta manera, con los parámetros obtenidos a partir de las Tablas 2 y 3 y la ecuación (4), y con el ángulo de incidencia de la radiación solar incidente sobre cada panel en función del tiempo(ecuaciones (6) y (8)) se puede obtener la intensidad de corriente generada por cada célula (ecuación (9)).

$$I_{pv,G} = I_{pv,Gr} \frac{G_r \cdot \cos(\theta)}{G_r} \quad (9)$$

A partir de estos datos, y una vez calculados los eclipses, se puede obtener la intensidad de corriente que finalmente recibe el satélite. Para el cálculo de los eclipses se han empleado las ecuaciones (10) y (11); donde  $\rho$  es el radio aparente de la Tierra sobre una esfera celeste centrada en el vehículo y  $\beta$  es el ángulo que forma el plano orbital con la dirección del Sol, de ley conocida.

$$\rho = \arcsin \frac{R_t}{R_t + h} = 1.2254 \text{ rad} \quad (10)$$

$$\frac{\phi}{2} = \arccos \left( \frac{\cos(\rho)}{\cos(\beta(t))} \right) \quad (11)$$

Con estas ecuaciones se obtiene  $\phi/2$ , que representa al semi-amplitud del eclipse. Por lo tanto, conociendo el sistema de referencia (anomalía verdadera nula  $\alpha = 0$  equivale a la latitud del Sol) se sabe que el eclipse tendrá lugar entre  $\alpha = \pi - \phi/2$  y  $\alpha = \pi + \phi/2$ .

La Figura 7 muestra la intensidad de corriente generada durante una órbita aplicando el modelo descrito. Se generan 31.5 J ( $8.7 \cdot 10^{-3}$  W·h) medios de energía, que equivalen a 2 A·h de carga de la batería en caso de no existir consumo alguno.

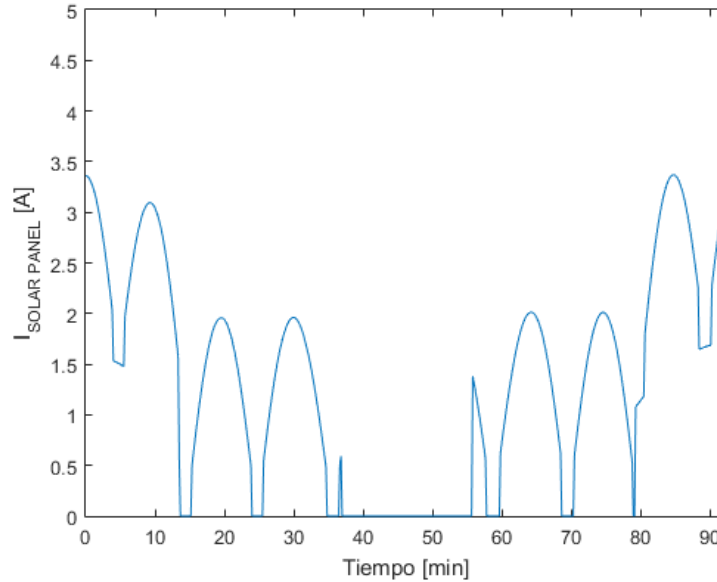


Figura 7: Mínima intensidad de corriente generada por los paneles solares (correspondiente a un ángulo máximo entre el Sol y el plano orbital  $\beta = -65^\circ$ ).

### 2.3. Baterías

Una batería eléctrica es un dispositivo formado por una o más celdas electroquímicas que convierten la energía química que almacenan en energía eléctrica. Éstas pueden presentarse de muchas formas y tamaños, además de la presencia de distintos componentes químicos en ellas (baterías tipo Ni-Cd o Li-ion, entre otros).

En el ámbito espacial, el correcto funcionamiento de la batería es primordial, puesto que, junto con los paneles solares, son los encargados de suministrar la potencia necesaria a los componentes del satélite que la requieren. En particular, la correcta actuación de esta batería es esencial en los momentos de la misión en los que los paneles solares no se encuentran en funcionamiento, esto es, no reciben radiación solar (durante el tiempo de eclipse, por ejemplo).

Así pues, en este apartado se va a plantear, en primer lugar, el modelo de baterías empleado (siguiendo las especificaciones del fabricante [7]), además del posterior ajuste por mínimos cuadrados realizado a fin de obtener los parámetros característicos de dicha batería.

#### 2.3.1. Planteamiento del modelo la batería

El modelo de baterías empleado en el presente informe se basa en el implementado por [4]. Así pues, se va a analizar dicho modelo de manera teórica, definiendo cada uno de los parámetros que forman parte del mismo. En la Figura 8 puede observarse un esquema de este modelo.



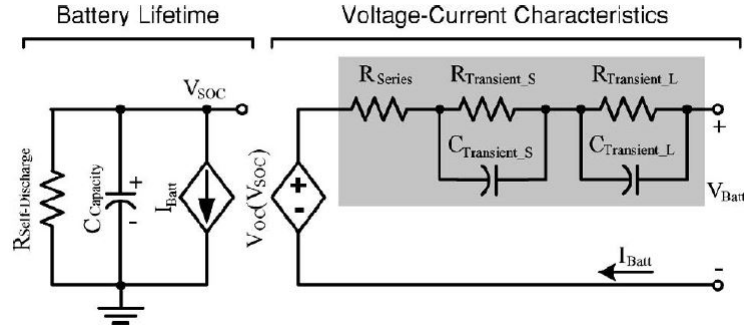


Figura 8: Esquema del modelo de batería empleado. Figura extraída de [4].

Para describir adecuadamente este modelo, es necesario dividirlo en dos partes bien diferenciadas, según [4]:

#### Vida útil de la batería (*Battery Lifetime*)

El elemento fundamental de esta parte del circuito es el condensador, pues representa el estado de carga de la batería y, para ello, debe tener una gran capacidad ( $C_{Capacity}$ ). La fuente de corriente representa la entrada de intensidad de corriente en la batería ( $I_{Batt}$ ), por lo que será positiva en el caso de carga y negativa en el caso de descarga del condensador. Esto último podrá variar dependiendo del criterio de signos establecido. La resistencia ( $R_{Self-Discharge}$ ) es también grande, ya que representa la autodescarga de la batería, pues ésta siempre se va descargando con el tiempo, aunque no se utilice. La tensión  $V_{SOC}$  del circuito representa el estado de carga, lo que no significa que sea el de salida de la batería, por lo que puede ser un voltaje aproximado al real de la misma. Los parámetros a ajustar correspondientes a esta primera parte del modelo son:  $R_{Self-Discharge}$ ,  $C_{Capacity}$  y el estado de carga de la batería (SOC).

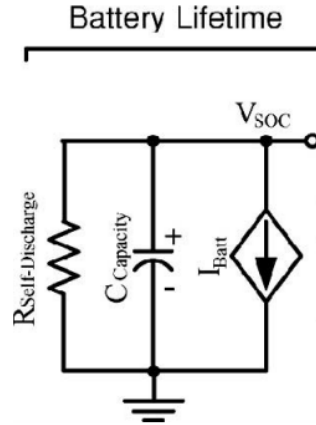


Figura 9: Parte del modelo de batería correspondiente a su vida útil. Figura extraída de [4].

### Características de tensión y corriente (*Voltage-Current Characteristics*)

La fuente de tensión de esta parte del circuito depende del estado de carga del mismo.

El resto del circuito lo componen una resistencia en serie ( $R_{Series}$ ), para modelizar pérdidas, y dos conjuntos RC ( $R_{Transient}$  y  $C_{Transient}$ ), que modelizan las respuestas transitorias del circuito ante cambios rápidos de intensidad de corriente. Los parámetros a ajustar correspondientes a esta segunda parte del modelo son:  $R_{Series}$ ,  $R_{Transient}$  y  $C_{Transient}$ , esto es, un total de cinco (ver Figura 10 ).

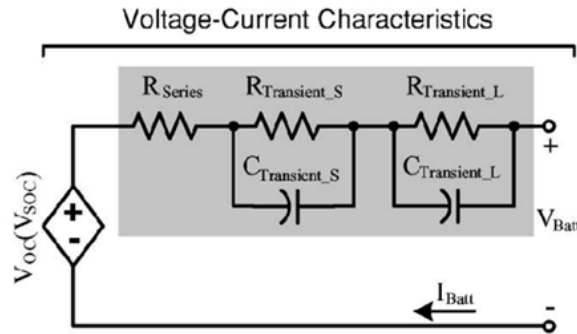


Figura 10: Parte del modelo de batería correspondiente a las características tensión-corriente. Figura extraída de [4].

### 2.3.2. Proceso de ajuste del modelo de batería por mínimos cuadrados

A continuación, se va a explicar de manera detallada, el proceso de ajuste por mínimos cuadrados mediante Matlab/Simulink, realizado para obtener los parámetros característicos del modelo de batería anteriormente introducido. Así pues, el esquema a seguir durante este proceso es el mostrado en la Figura 11.

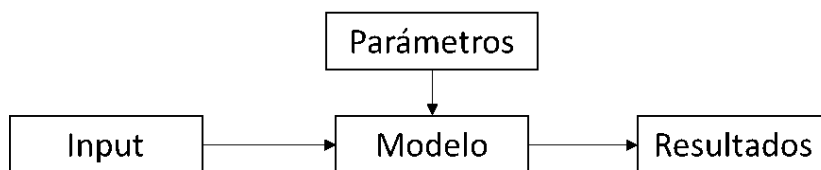


Figura 11: Esquema del proceso de ajuste de parámetros.

Es importante indicar que la curva de descarga experimental de la que se parte como condición inicial del ajuste se muestra en la Figura 12. En ella aparece la curva de descarga para una intensidad de corriente de 2 A, a partir de la que se obtendrán los parámetros del modelo.

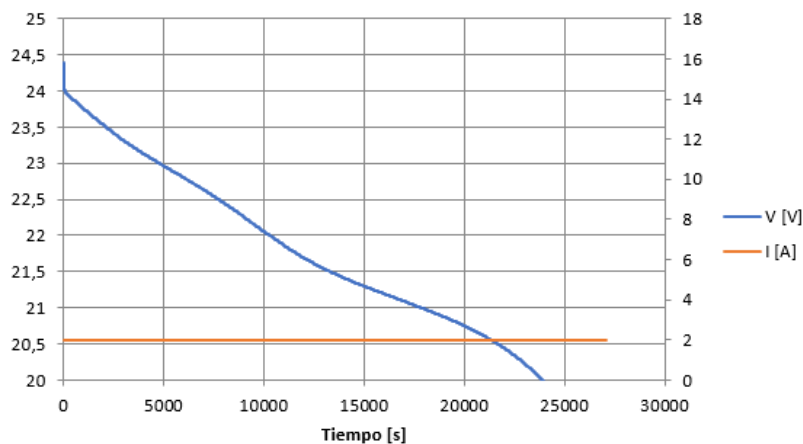


Figura 12: Perfil de descarga de la batería empleada.

A continuación, se enumeran los pasos necesarios para la realización del ajuste con mínimos cuadrados mediante Matlab/Simulink, según [8]:

- Asignación de los parámetros a ajustar (ver 2.3.1 ) a los modelos de resistencias y condensadores del modelo, de tal forma que los valores asignados a estos parámetros serán las condiciones iniciales del ajuste por mínimos cuadrados. Es importante que estos parámetros aparezcan en el

*Workspace* de Matlab, ya que, en caso contrario, se producirán errores al simular el experimento en Simulink.

- Mediante la herramienta *Parameter Estimation* de Simulink, se seleccionan los parámetros del modelo a optimizar. Es importante marcar un rango de valores mínimos (que en este caso será el valor nulo puesto que ninguno de los parámetros será negativo) y máximos (para este caso este valor se ha dejado por defecto en infinito).
- Una vez seleccionados los parámetros, se crea un experimento, en el que se introducen las variables de entrada, que en este caso se corresponde con la curva  $I - t$  (ver Figura 12); y las variables de salida, que se corresponde con los valores de voltaje y tiempo, a fin de que se ajusten a los presentes en la Figura 12 (curva  $V - t$ ).
- A través de la opción *Estimate* comienza la iteración de los parámetros. Una vez finalizadas estas iteraciones, dependiendo de las condiciones iniciales establecidas, aparecerá representada una curva que se parecerá en mayor o menor medida a la de los datos experimentales. En el caso de no haber obtenido un ajuste correcto, será necesario reiniciar el experimento mediante unas condiciones iniciales distintas.

Así, tras realizar el ajuste se han obtenido los valores de los parámetros indicados en la Tabla 5. A su vez, el resultado del ajuste se muestra en la Figura 13.

Tabla 5: Parámetros característicos del modelo de batería ajustados.

$R_{Self-Discharge} [\Omega]$	8000
$C_{Capacity} [F]$	54134
$R_{Series} [\Omega]$	$1.435 \cdot 10^{-5}$
$R_{Transient,S} [\Omega]$	0.028
$C_{Transient,S} [F]$	$5.29 \cdot 10^6$
$R_{Transient,L} [\Omega]$	8.439
$C_{Transient,L} [F]$	62001

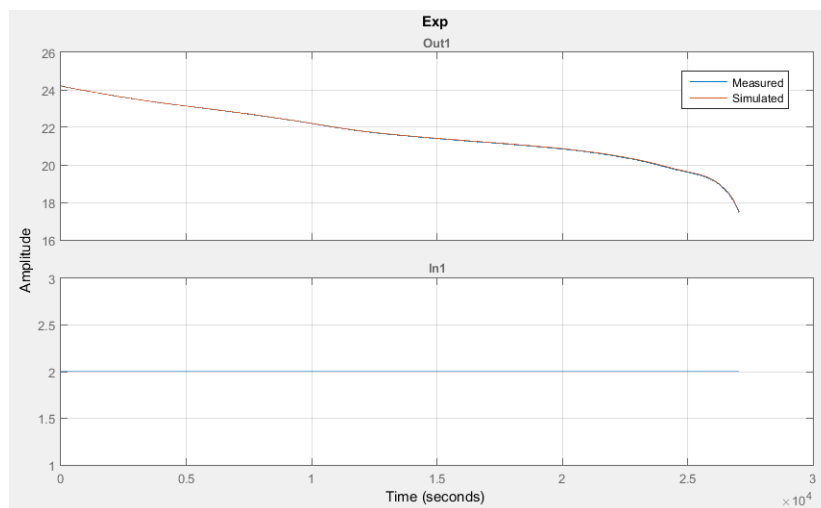


Figura 13: Comparación entre los datos experimentales y los ajustados por mínimos cuadrados.

Tal y como puede observarse en la Figura 13, el ajuste realizado posee un error apenas apreciable con respecto al experimental. Así, a través de este modelo, es posible controlar el estado de carga de la batería y, de esta forma, también el voltaje que irá asociado tanto a los paneles solares como a los equipos conectados.

Por último, en la Figura 14 se muestra el modelo de batería introducido en Simulink, que, posteriormente, se unirá con los paneles solares y los equipos.

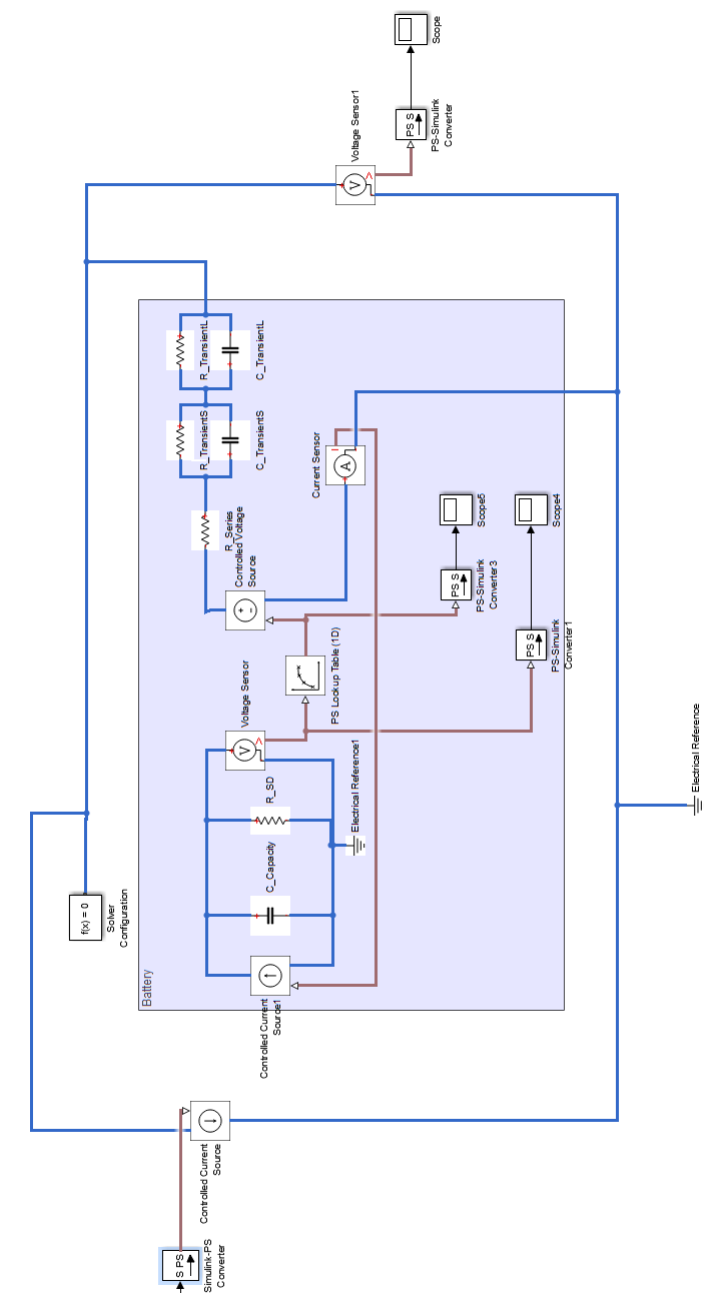


Figura 14: Modelo de batería introducido en Simulink.

## 2.4. Conversores

En lo que respecta al sistema de distribución de potencia (en la Figura 18 se muestra el circuito de Simulink empleado para simularlo), los datos de las demandas de energía eléctrica de los diferentes instrumentos se recogen en las Tablas 6 y 7. A falta de datos concretos sobre los consumos de las cargas de pago de la misión Lian-Hé, se ha optado por tomar datos de los consumos de las cargas de pago en la misión del UPMSat-2.

Tabla 6: Potencias demandadas por las cargas en modo constante.

EQUIPO	V Nominal [V]	P VBUS [W]	P +15V [W]	P -15V [W]	P +5V [W]	P +3.3V [W]
RADIO	$V_{BUS}$	2	-	-	-	-
MGM1	5	-	-	-	0.6	-
MGM2	5	-	-	-	0.6	-
MGT	$\pm V_{BUS}$	0.8	-	-	-	-
Gyros + Acc	$\pm V_{BUS}$	0.3	-	-	-	-
GPS	$\pm V_{BUS}$	0.3	-	-	-	-
OBC + DAS + PDU	$\pm V_{BUS}, \pm 15, +5, +3.3$	0.86	0.17	0.07	0.66	3.6

Tabla 7: Potencias demandadas por las cargas útiles.

EQUIPO	V Nominal [V]	P VBUS [W]	P +15V [W]	P -15V [W]	P +5V [W]	P +3.3V [W]
EXP 1 MTS (1)	$\pm V_{BUS}$	3.7	-	-	-	-
EXP 1 MTS (2)	$\pm V_{BUS}$	7.3	-	-	-	-
EXP 1 MTS (3)	$\pm V_{BUS}$	11	-	-	-	-
EXP 1 MTS (4)	$\pm V_{BUS}$	14.6	-	-	-	-
EXP 5 SMA	$V_{BUS}$	108	-	-	-	-
EXP 8 CTM	5	-	-	-	0.5	-
EXP 10 RW	$V_{BUS}$ y 5	18	-	-	0.5	-

Estas componentes variables correspondientes a los experimentos se conectan y desconectan según el ciclo definido en la Tabla 8, representado en la Figura 15, donde se observa como después de cada conjunto de experimentos se produce una desconexión de 15 minutos.

Las comunicaciones con Tierra, por otro lado, siguen ciclos diferentes. La radio tiene un consumo base de 2 W, que se ampliará a 10 W durante 10 minutos cada vez que haya un acceso entre el satélite y una de las tres estaciones de Tierra. Dichas estaciones se encuentran en Buenos Aires, Madrid y

Pekín. Dada la naturaleza de este estudio la determinación exacta de los contactos con Tierra, con su correspondiente estudio orbital, no es necesaria, siendo suficiente realizar cálculos conservativos para asegurar el funcionamiento de la batería.

Con ese fin se ha realizado una simple simulación de una órbita polar de 400 km de altitud con un software especializado. Ésta ha permitido extraer un patrón que se empleará como ciclo de comunicaciones a lo largo de la misión. Es necesario recordar que dado el movimiento oscilatorio del plano orbital esta aproximación deberá ser revisada de cara a estudios más detallados. El ciclo de comunicaciones obtenido tiene un período de 12 horas y 10 minutos (43800 s) y consta de 4 accesos cada 40 minutos, un período sin accesos de 5 horas y 20 minutos y termina con 3 accesos cada hora y media. La Figura 16 muestra el perfil de consumo de un ciclo de comunicaciones.

De esta forma se define el tiempo de un ciclo, 40510 segundos, que será el tiempo de simulación que se utilizará para comprobar si con el subsistema de potencia diseñado es posible realizar dicho ciclo de experimentos.

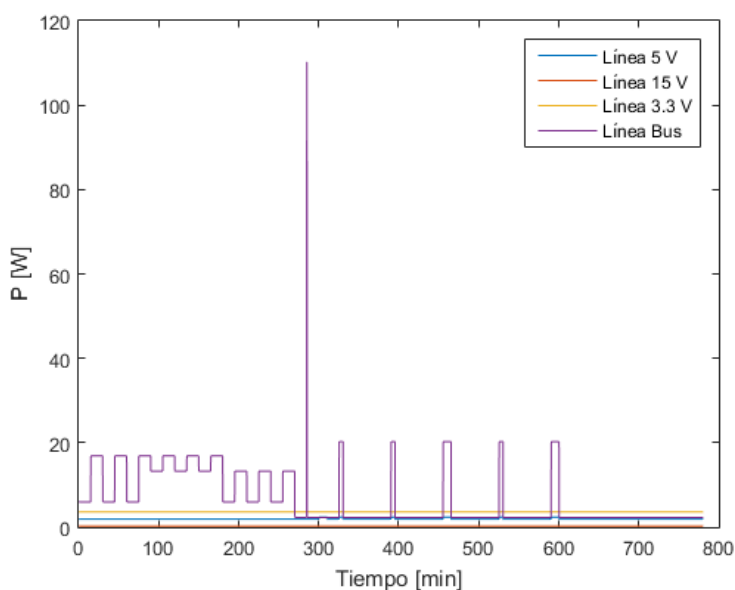


Figura 15: Potencia consumida por el satélite durante un ciclo nominal. Se muestra un ciclo nominal de experimentos; la potencia representada corresponde con el consumo exigido a la entrada de los convertidores del sistema de distribución de potencia.



Tabla 8: Cargas de pago en modo constante.

ACCIÓN	EXPERIMENTO	TIEMPO [S]	TIEMPO ACUMULADO [S]
Conexión	EXP 1 MTS (1)	900	900
Conexión	EXP 1 MTS (4)	900	1800
Conexión	EXP 1 MTS (1)	900	2700
Conexión	EXP 1 MTS (4)	900	3600
Conexión	EXP 1 MTS (1)	900	4500
Conexión	EXP 1 MTS (4)	900	5400
Conexión	EXP 1 MTS (3)	900	6300
Conexión	EXP 1 MTS (4)	900	7200
Conexión	EXP 1 MTS (3)	900	8100
Conexión	EXP 1 MTS (4)	900	9000
Conexión	EXP 1 MTS (3)	900	9900
Conexión	EXP 1 MTS (4)	900	10800
Conexión	EXP 1 MTS (1)	900	11700
Conexión	EXP 1 MTS (3)	900	12600
Conexión	EXP 1 MTS (1)	900	13500
Conexión	EXP 1 MTS (3)	900	14400
Conexión	EXP 1 MTS (1)	900	15300
Conexión	EXP 1 MTS (3)	900	16200
Descanso	-	900	17100
Conexión	EXP 5 SMA	10	17110
Descanso	-	900	18010
Conexión	EXP 8 CTM	600	18610
Descanso	-	900	19510
Conexión	EXP 10 RW	300	19810
Desconexión	EXP 10 RW	3600	23410
Conexión	EXP 10 RW	300	23710
Desconexión	EXP 10 RW	3600	27310
Conexión	EXP 10 RW	600	27910
Desconexión	EXP 10 RW	3600	31510
Conexión	EXP 10 RW	300	31810
Desconexión	EXP 10 RW	3600	35410
Conexión	EXP 10 RW	600	36010
Desconexión	EXP 10 RW	3600	39610
Descanso	-	900	40510

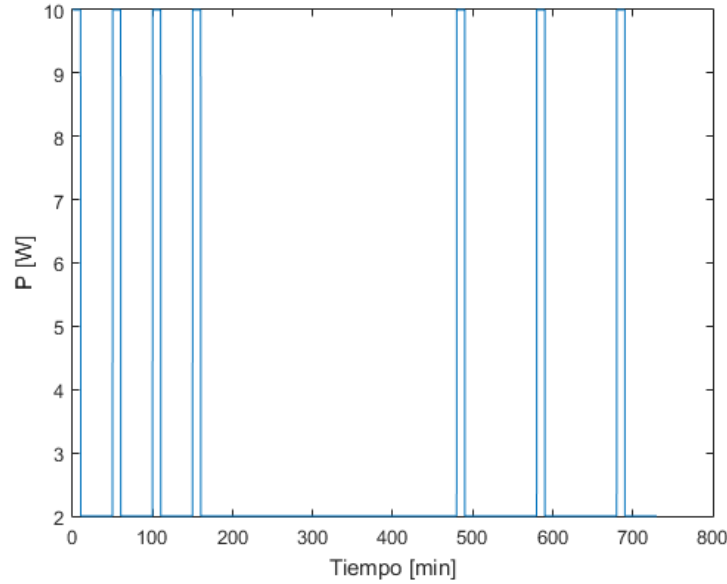


Figura 16: Potencia consumida por la radio durante un ciclo nominal de comunicaciones.

En cuanto a los convertidores, constituyen el elemento crítico del sistema de distribución de potencia. Su función es adaptar el voltaje a la tensión de funcionamiento en cada línea con independencia, hasta cierto punto, del comportamiento de la fuente de energía.

La implementación de estos dispositivos en Simulink se lleva a cabo utilizando un método de aproximación por una exponencial de la función que permite determinar la eficiencia del convertidor respecto a su intensidad de corriente de salida.

$$\eta = \eta_{max} \left[ 1 - \exp \left( -\frac{C}{I_{OUT}} \right) \right] \quad (12)$$

Esta ecuación es diferente para cada convertidor, ya que depende de su eficiencia máxima y de su corriente de salida. Además, la constante  $C$  debe fijarse de manera que la curva de la exponencial se ajuste a la real medida en el tramo de interés.

Precisamente por esta razón ha sido necesario reajustar los valores de estas constantes para los convertidores de 3.3 V y 5 V. Las aproximaciones exponenciales de la eficiencia de cada convertidor son:

$$\begin{aligned}
 \eta_{3.3V} &= 0.78 \left[ 1 - \exp \left( -\frac{2.8}{I_{3.3,OUT}} \right) \right] \\
 \eta_{5V} &= 0.84 \left[ 1 - \exp \left( -\frac{4.5}{I_{5,OUT}} \right) \right] \\
 \eta_{+15V} &= 0.8 \left[ 1 - \exp \left( -\frac{4.3}{I_{+15,OUT}} \right) \right] \\
 \eta_{-15V} &= 0.8 \left[ 1 - \exp \left( -\frac{10}{I_{-15,OUT}} \right) \right]
 \end{aligned} \tag{13}$$

En la Figura 17 se muestra la implementación del convertor de +5 V en Simulink:

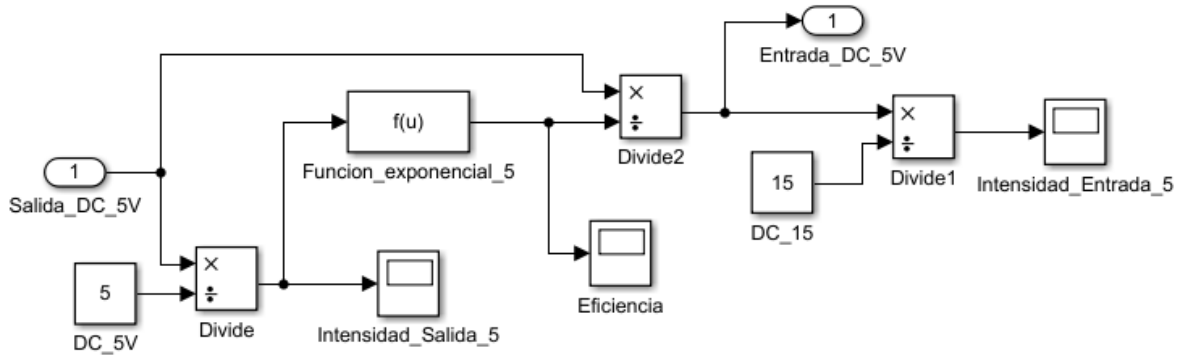


Figura 17: Esquema del convertor de +5 V en Simulink.

A este circuito .entra” la potencia que consumen las cargas útiles conectadas que se divide entre el voltaje de +5 V para obtener la corriente de salida del convertor. A través del bloque denominado ”Funcion\_exponencial.5”, donde se incluye la ecuación 13 correspondiente, se determina la eficiencia para esa corriente de salida. Dividiendo la potencia de consumo de las cargas entre la eficiencia, se obtiene la potencia que entra en verdad en el convertor. Finalmente, dividiendo esta potencia por el voltaje del circuito previo al convertor, se obtiene la intensidad de corriente de entrada en el mismo.

Interesa determinar la intensidad de corriente en cada línea, ya que con ello se podrá dimensionar el sistema de distribución de energía eléctrica, es decir, el cableado.

Una vez aplicado el modelo, se obtiene que la descarga real de la batería durante un ciclo nominal de experimentos es de 9.92 A·h partiendo de una batería completamente cargada. Si esto se compara con los 15.31 A·h de carga que generan los paneles solares en esas mismas condiciones, queda demostrada la viabilidad de la misión en términos energéticos. No obstante, el análisis de resultados se realizará más adelante en el informe.

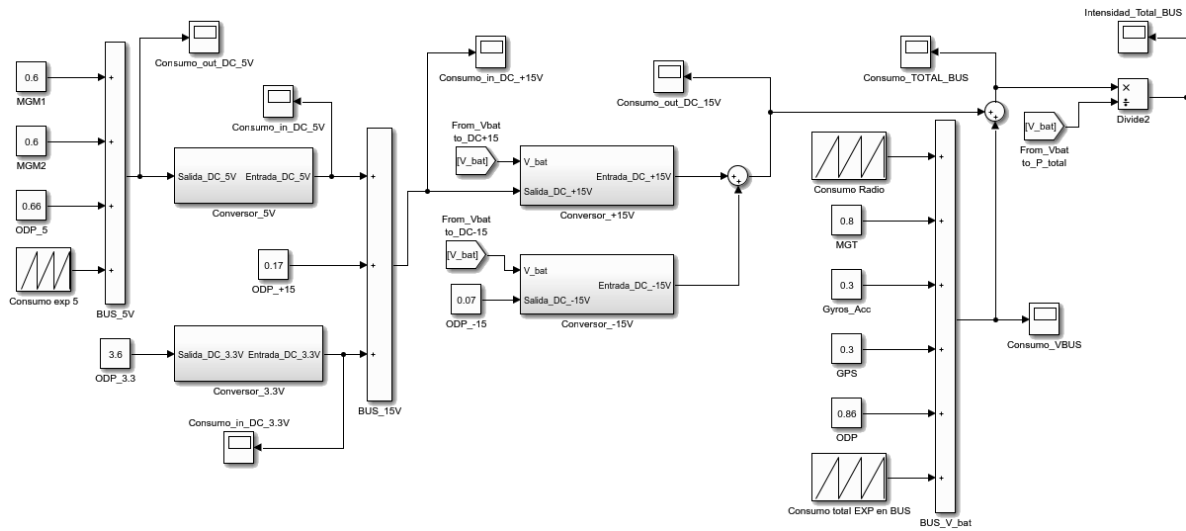


Figura 18: Modelo del BUS en Simulink.

## 2.5. Control

Una vez desarrollados los distintos componentes del subsistema de potencia, debe implementarse un controlador que regule cuándo y cuánto se carga o descarga la batería.

### Control de la potencia

La fuente de energía determina en gran medida cómo debemos regular la potencia del satélite. Para el caso que nos ocupa, estudiaremos la regulación de potencia para la utilización de paneles fotovoltaicos. Esta se divide en tres categorías principales: control de los paneles solares, regulación el bus de voltaje y carga de la batería.

Debemos controlar la potencia eléctrica generada en los paneles para proteger a la batería de sobrecargas y al sistema de calentamientos indeseados. Las dos principales técnicas de control son los subsistemas PPT (Peak Power Tracker) y DET (Direct Energy Transfer). La arquitectura PPT forma un subsistema no disipativo ya que extrae la potencia exacta que la aeronave requiere de los paneles solares. Por el contrario, la arquitectura DET mantiene el voltaje a un nivel determinado disipando la potencia no utilizada por la carga. Sin embargo, este subsistema puede disipar la potencia en los paneles o a través de bancos de resistencias de derivación para evitar la disipación de potencia en el interior con el consecuente aumento de la temperatura. En la Figura 19 se representa un esquema básico de ambos sistemas.

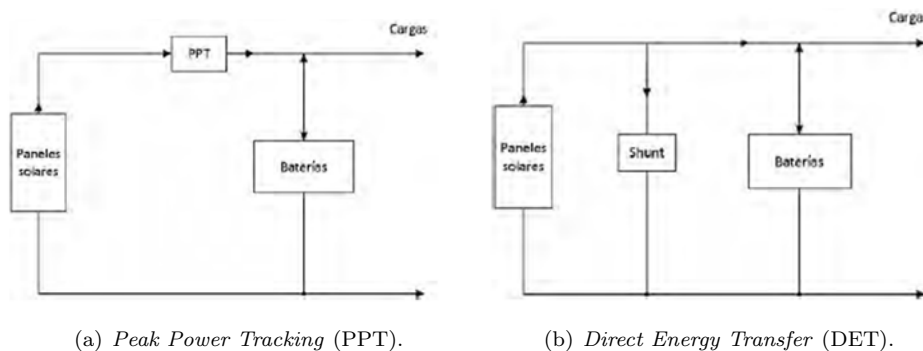


Figura 19: Esquemas de los subsistemas PPT y DET. Figura extraída de [6].

Una arquitectura PPT consiste en un convertidor DC-DC que opera en serie con los paneles solares. Por ello, dinámicamente cambia el punto de operación de la fuente de energía modificando el voltaje de funcionamiento. Generalmente, el nivel de potencia requerido no se corresponde con el voltaje al que se deben alimentar las cargas. Por ello es necesario un conversor que transforme la potencia de entrada procedente del panel solar en una corriente eléctrica con un nivel de voltaje e intensidad adecuados.

El uso de esta arquitectura conlleva unas pérdidas de entre el 4 % - 7 % de la potencia total generada. Este hecho es el que marca la diferencia en la eficiencia de transmisión energética entre los sistemas DET y PPT. Sin embargo la ventaja que tiene ésta, es la posibilidad de obtener grandes cantidades

de energía cuando el panel está frío. Por lo tanto suele ser usada en misiones de corta duración en las que se requiere mayor potencia al principio.

En la arquitectura DET existe un camino “alternativo” a la corriente eléctrica en paralelo con las cargas que permite desviar el exceso de potencia. De esta manera se cortocircuita el panel solar, si se quiere disipar la potencia en éste, o se coloca una resistencia (shunt) como disipador a través de radiadores que dan al exterior. El uso de la arquitectura DET da lugar a sistemas muy robustos, que simplemente disipan la potencia que no necesitan a través de resistencias. Por el contrario, es un sistema simple, con pocas partes y bajo peso y posee una eficiencia superior a los sistemas PPT.

### Regulación de la potencia

La regulación de la potencia hace referencia al control de la tensión que afecta a la carga, también conocida como voltaje del bus. Podemos agrupar los tres posibles sistemas de regulación del bus en tres tipos: no regulado, cuasi-regulado y completamente regulado.

En el presente caso se utilizará un sistema DET no regulado que tendrá grandes variaciones en el voltaje del bus debido a las diferencias existentes en el voltaje con el que se carga y descarga la batería. La carga estará alimentada directamente por la batería sin ningún elemento entre ambos. El exceso de potencia, se derivará a unas resistencias para su disipación.

### Implementación en en modelo

Como se ha mostrado en la Figura 1 el controlador se sitúa en el nodo del circuito que une la salida del subsistema de distribución de potencia, la conexión con la batería y la salida de los paneles fotovoltaicos.

Su objetivo es regular la corriente que pasa por la línea de la batería en función la diferencia entre la corriente generada por los paneles solares y la demandada por el Lian-Hé. Para ello se incluyen una serie de condiciones lógicas:

- Si el voltaje de la batería alcanza 24.3 V ( $SOC \approx 1$ ) la batería sólo puede descargarse.
- Si el voltaje de la batería se encuentra dentro del rango definido (24.3 V y 19 V) por los dos límites anteriores, la batería puede cargarse o descargarse libremente.
- Si el voltaje de la batería desciende hasta los 19 V ( $SOC \approx 0$ ) el satélite entra en modo hibernación durante 5 horas para permitir a la batería cargarse. El modo hibernación consiste en apagar todos los sistemas menos un temporizador que reactive los sistemas. Como aproximación inicial se ha tomado consumo nulo en este modo.

El esquema empleado para lograr el modo hibernación se muestra en la Figura 20. Se trata de un filtro pasa-no pasa que genera una señal que multiplica a la intensidad de corriente demandada por la carga de pago, de manera que la señal es cero durante 5 horas cuando la batería se descarga y es la unidad el resto del tiempo. Para ello se aplica una integral del tiempo, a la que se le aplican unas condiciones iniciales externas y una condición de reinicio de la integral externa también. Con esto se busca que la integral empiece de nuevo cada vez que se descarga la batería desde una condición inicial controlada.

La condición inicial se regula con una función escalón, que toma un valor superior a 5 h en el primer instante y después se mantiene en valor nulo. Así se logra que cada vez que se descargue la batería, la integral tarde 5 horas en cumplir la condición del filtro pasa-no pasa.

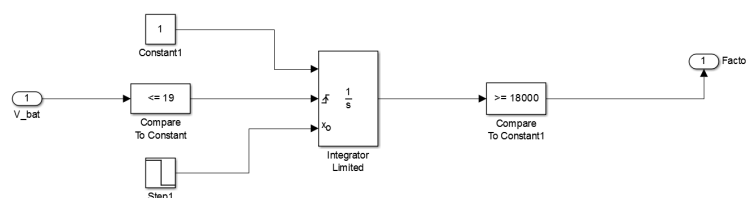


Figura 20: Esquema del filtro que activa el modo hibernación cuando la batería se descarga.

Resulta necesario destacar que en la presente simulación únicamente se han considerado fenómenos puramente eléctricos. Como consecuencia, se han suprimido ciertos fenómenos físicos que podrían afectar de forma notable al comportamiento del sistema. En particular, el más relevante es el calentamiento por exceso de energía. Cuando los paneles generan más corriente de la consumida se aprovecha ese exceso para cargar la batería. Sin embargo, si la batería ya está cargada, ¿qué sucede con el excedente energético? Dicha energía se transformaría en calor y elevaría la temperatura de la batería y de los paneles fotovoltaicos, afectando a su rendimiento. No obstante, en esta simulación el excedente energético no se considera, buscando únicamente comprobar la capacidad de la batería de alimentar al sistema.

### 3. Análisis de la misión

Una vez definido el subsistema de potencia, se puede comenzar a estudiar la viabilidad de la misión. Se analizarán tres casos, el nominal y dos casos con fallo crítico de paneles solares con el fin de asegurar el cumplimiento de los requisitos:

- El caso nominal tiene todos los sistemas en correcto funcionamiento.
- También se estudiará el caso con fallo crítico de uno de los paneles desplegables. De esta forma se busca comprender la respuesta del sistema.
- Por último, se analizará el caso con fallo crítico de uno de los paneles desplegables y uno de los laterales.

#### 3.1. Caso nominal (sin fallo en paneles solares)

El primer paso consiste en comprobar si el subsistema de potencia permite la realización de la misión con todos los paneles solares. La Tabla 9 muestra la energía media generada por los paneles solares durante un ciclo de experimentos y la energía media consumida por las cargas de pago durante ese mismo ciclo.

Tabla 9: Comparación entre la energía media generada por los paneles fotovoltaicos y la consumida por las cargas de pago durante el un ciclo nominal de experimentos.

	Generada	Consumida
Energía media [J]	33	21

Se aprecia que la energía media consumida es menor que la generada por los paneles. Como consecuencia, si la batería no cae por debajo del voltaje de funcionamiento, quedará demostrado que puede realizarse toda la misión sin parada de recarga en condiciones nominales con el subsistema de potencia diseñado. Por lo tanto, en adelante se centrarán los esfuerzos en demostrar que la batería se mantiene dentro del rango de voltajes operativo.

Teniendo esto en cuenta, se mostraran los resultados de dos análisis:

- En primer lugar, la evolución del sistema funcionando de forma continua en ciclo nominal durante un mes. Se ha escogido este intervalo de tiempo por ser el período mayor de los tres movimientos oscilatorios que definen las variaciones orbitales.

Con este análisis pretende demostrarse que la batería se mantiene dentro del rango operativo de voltajes de forma estable en condiciones nominales.

- En segundo lugar, el período de transición comenzando con la batería parcialmente descargada. De este modo se mostrará la capacidad de recuperación en caso de una pérdida de tensión imprevista.



- También se mostrará el tiempo de carga desde  $SOC = 0$ , con el objetivo de comprobar si las 5 horas de modo hibernación son suficientes para cargar la batería.

Las Figuras 21 y 22 muestran la evolución del sistema funcionando durante un mes en condiciones nominales. La Figura 21 muestra las intensidades de corriente de las tres líneas principales del sistema: la de los paneles fotovoltaicos, la de la batería y la del bus que conecta con las cargas de pago. La Figura 22, por otro lado, muestra la evolución del voltaje y el  $SOC$  de la batería junto con la intensidad de la línea de batería. Es importante destacar que el criterio de signos es tal que  $I_{BATTERY} < 0$  es carga de la batería y  $I_{BATTERY} > 0$  es descarga.

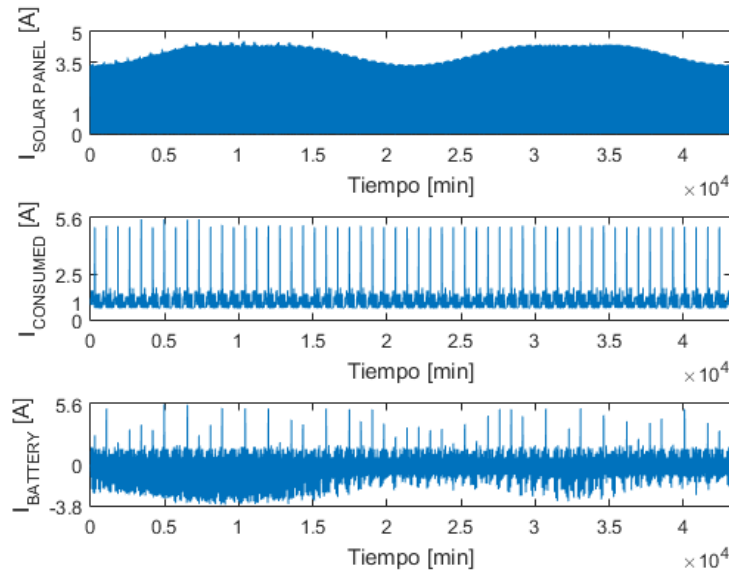


Figura 21: Intensidades de corriente de las principales líneas del sistema de potencia: paneles solares, batería y bus de distribución de potencia. Se muestra su evolución durante 30 días funcionando en condiciones nominales.

Se observa en la Figura 21 que la corriente generada por los paneles fotovoltaicos sigue una ley periódica, siguiendo el movimiento oscilatorio del plano orbital y encontrándose entre 3 A y 5 A. Esto es una primera muestra de la estabilidad del voltaje de la batería. Por otro lado, la corriente requerida para alimentar a las cargas de pago se mantiene estable en su ciclo, sin las variaciones características que surgirían en caso de grandes variaciones en el voltaje de la batería. Todo esto se traduce en una intensidad de corriente de la línea de la batería oscilante entre 5.6 A y -3.8 A. El hecho de que haya una mayor amplitud en las corrientes de descarga que en las de carga también es prueba de un  $SOC$  estable en valores cercanos a la unidad.

Por otra parte, en la Figura 22 se confirma que el  $SOC$  se mantiene estable en valores mayores que 0.9. Esto demuestra que, en condiciones nominales de funcionamiento, la batería tiene capacidad

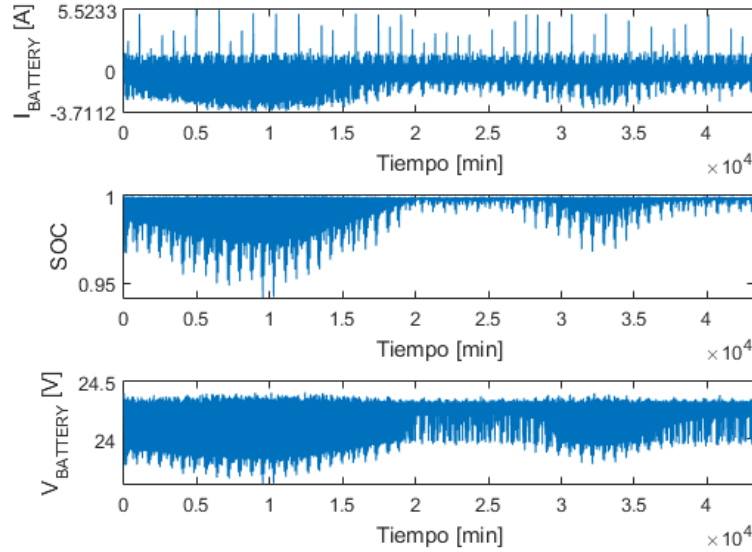


Figura 22: Evolución del  $SOC$  y el voltaje de la batería durante 30 días de funcionamiento en condiciones nominales. Se incluye la corriente de la línea que conecta la batería con el resto del sistema para comparar con las solicitudes.

suficiente para mantener las cargas de pago en continuo funcionamiento. Además, la validez de estos resultados se demuestra observando cómo los tiempos con menor  $SOC$  coinciden con los tiempos en los que el voltaje cae y en los que la corriente de carga es mayor ( $I_{BATTERY} < 0$ ), existiendo un ligero desfase entre ambas curvas.

Teniendo en cuenta estos datos, que confirman la estabilidad de la batería funcionando de forma continua en condiciones nominales, se analiza la capacidad de recuperación y tiempo de carga de la batería.

La Figura 23 muestra los el  $SOC$  y el voltaje de la batería tres días desde que algún fenómeno imprevisto forzase a una descarga hasta  $SOC = 0.3$ . Se observa que con todos los paneles solares activos y las cargas de pago funcionando se carga y estabiliza en menos de 25 horas (1500 minutos).

En cuanto al modo hibernación en caso de descarga total de la batería ( $SOC = 0$ ), la Figura 24 muestra la evolución desde el inicio hasta la recuperación total de la batería (vuelta a las variaciones periódicas de las Figuras 21 y 22).

Se observa que tras las 5 horas del modo hibernación (300 minutos) el  $SOC$  alcanza 0.5, permitiendo de reiniciar los experimentos y reactivar el satélite. La recuperación total de la batería y su vuelta a los ciclos periódicos requiere aproximadamente unos 5 días (7000 minutos). Sin embargo, la batería logra recuperarse por completo.

Con estos análisis queda probado que la batería es capaz de abastecer a las cargas de pago

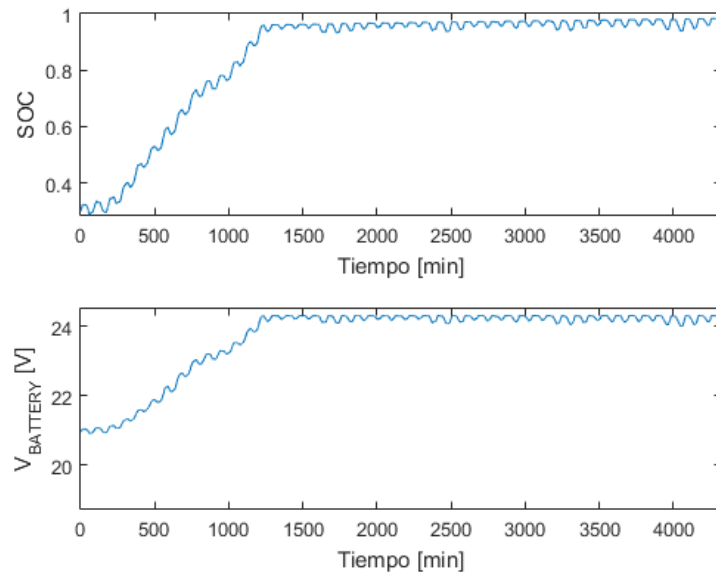


Figura 23: Evolución del  $SOC$  y el voltaje de la batería si ésta comienza con  $SOC = 0.3$ .

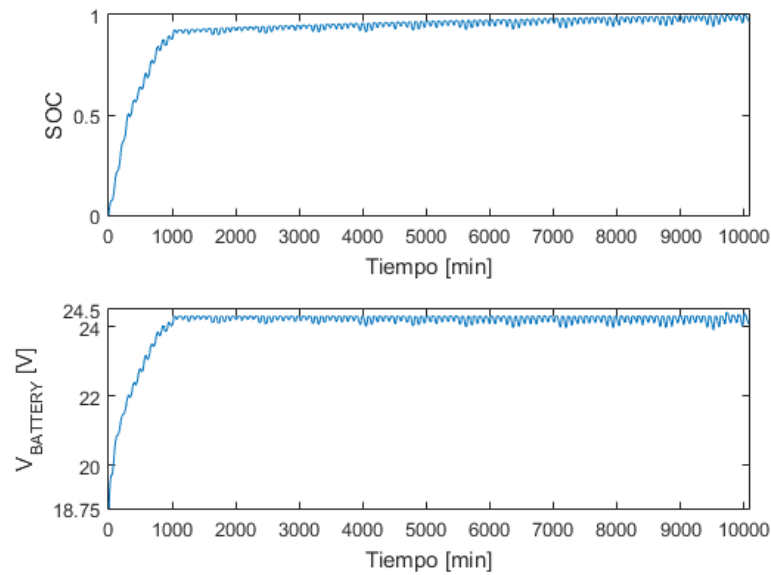


Figura 24: Evolución del  $SOC$  y el voltaje de la batería desde la entrada en modo hibernación hasta la total recuperación de la batería.

funcionando de forma ininterrumpida durante toda la misión. También se ha mostrado la capacidad de recuperación en caso de descarga de la batería.

### 3.2. Fallo crítico de uno de los paneles desplegables

El siguiente paso tras la demostración de la solidez del subsistema de potencia en condiciones nominales, se realiza un análisis para el caso en que uno de los paneles desplegables sufre un fallo crítico y deja de generar corriente.

Los análisis a realizar serán los mismos que en el caso nominal con el fin de poder comparar los resultados. Por tanto, en primer lugar se muestra en la Tabla 10 la energía media generada por los paneles solares durante un ciclo de experimentos y la energía consumida por las cargas de pago durante ese mismo ciclo.

Tabla 10: Comparación entre la energía media generada por los paneles fotovoltaicos y la consumida por las cargas de pago durante el un ciclo nominal de experimentos con fallo crítico de uno de los paneles desplegables.

	Generada	Consumida
Energía media [J]	28	21

Al igual que en el caso anterior, la energía media consumida es menor que la generada por los paneles, de manera que los criterios empleados para demostrar que la batería puede realizar toda la misión sin parada de recarga son los mismos que en el caso anterior. Por lo tanto, se realizarán los mismos análisis.

Las figuras 25 y 26 muestran la evolución del sistema funcionando durante un mes en condiciones nominales. La Figura 25 muestra las intensidades de corriente de las tres líneas principales del sistema: la de los paneles fotovoltaicos, la de la batería y la del bus que conecta con las cargas de pago. La Figura 26, por otro lado, muestra la evolución del voltaje y el *SOC* de la batería junto con la intensidad de la línea de batería. Es importante destacar que el criterio de signos es tal que  $I_{BATTERY} < 0$  es carga de la batería y  $I_{BATTERY} > 0$  es descarga.

Como en el caso anterior, se observa en la Figura 25 que tanto la corriente generada por los paneles fotovoltaicos como la requerida para alimentar las cargas de pago siguen una ley periódica, siguiendo el movimiento oscilatorio del plano orbital.

Por otro lado, la Figura 26 confirma que tanto el *SOC* como el voltaje se mantienen estables en torno a la carga máxima de la batería. Por lo tanto, se puede afirmar que el satélite podría continuar su funcionamiento continuo sin modificaciones en caso de fallo crítico de uno de los paneles.

Una vez confirmada la estabilidad funcionando en condiciones nominales, se analiza la capacidad de recuperación y el tiempo de carga de la batería.

La Figura 27 muestra los el *SOC* y el voltaje de la batería una semana desde que algún fenómeno imprevisto forzase a una descarga hasta  $SOC = 0.3$ . Se observa que con uno de los paneles desplegables inactivo y las cargas de pago funcionando se carga y estabiliza en menos de 5 días (7000 minutos).

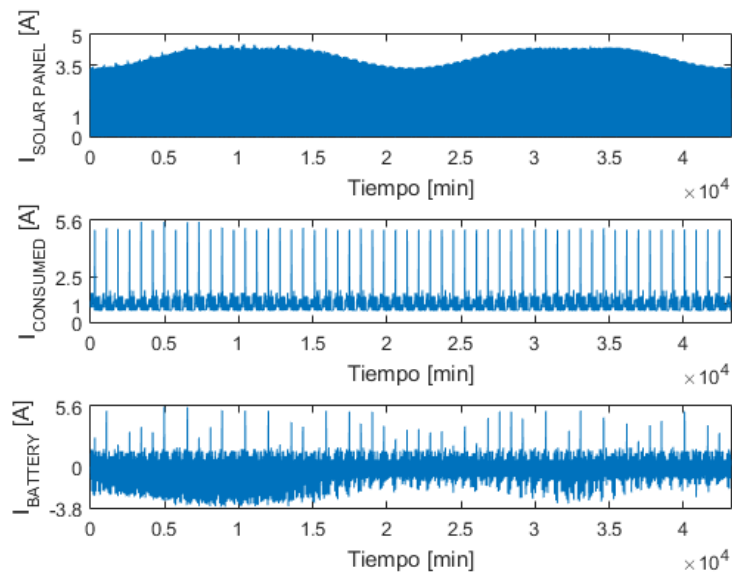


Figura 25: Intensidades de corriente de las principales líneas del sistema de potencia: paneles solares, batería y bus de distribución de potencia. Se muestra su evolución durante 30 días funcionando en condiciones nominales con fallo crítico de uno de los paneles despleables.

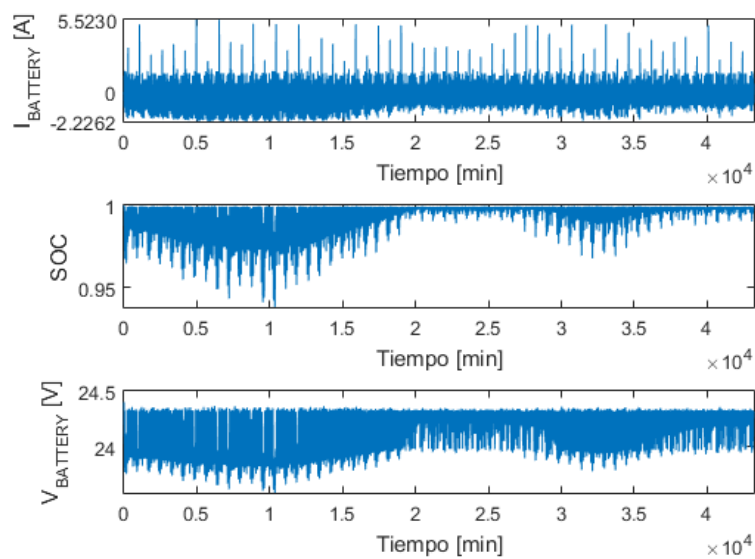


Figura 26: Evolución del *SOC* y el voltaje de la batería durante 30 días de funcionamiento en condiciones nominales con fallo crítico de uno de los paneles desplegados. Se incluye la corriente de la línea que conecta la batería con el resto del sistema para comparar con las solicitaciones.

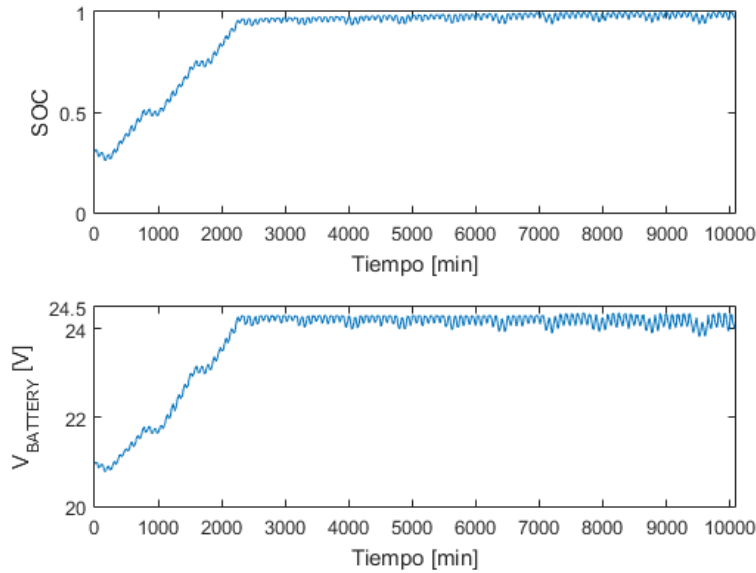


Figura 27: Evolución del  $SOC$  y el voltaje de la batería si ésta comienza con  $SOC = 0.3$ . Caso con fallo crítico de uno de los paneles desplegables.

En cuanto al modo hibernación en caso de descarga total de la batería ( $SOC = 0$ ), la Figura 28 muestra la evolución desde el inicio hasta la recuperación total de la batería (vuelta a las variaciones periódicas de las Figuras 25 y 26).

Se observa que tras las 5 horas del modo hibernación (300 minutos) el  $SOC$  alcanza 0.4, permitiendo de reiniciar los experimentos y reactivar el satélite. La recuperación total de la batería y su vuelta a los ciclos periódicos requiere aproximadamente unos 10 días (14000 minutos). Sin embargo, la batería logra recuperarse por completo.

Con estos análisis queda probado que la batería es capaz de abastecer a las cargas de pago funcionando de forma ininterrumpida durante toda la misión en el caso de fallo crítico de uno de los paneles desplegables. También se ha mostrado la capacidad de recuperación en caso de descarga de la batería.

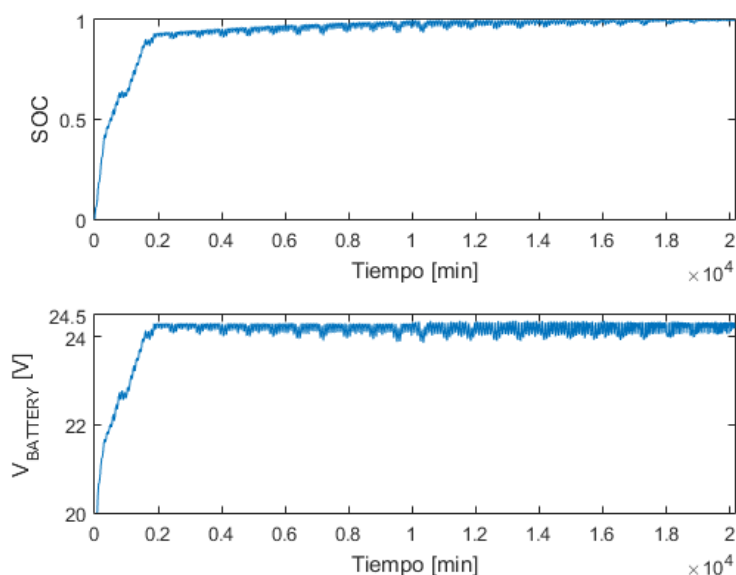


Figura 28: Evolución del  $SOC$  y el voltaje de la batería desde la entrada en modo hibernación hasta la total recuperación de la batería. Caso con fallo crítico de uno de los paneles despleables.

### 3.3. Fallo de un panel desplegable y un panel lateral

Finalmente, se realiza un estudio para estudiar el comportamiento del satélite en el caso en que fallan tanto un panel desplegable como uno lateral.

Los análisis a realizar serán los mismos que en los casos anteriores con el fin de poder comparar los resultados. Por tanto, en primer lugar se muestra en la Tabla 11 la energía media generada por los paneles solares durante un ciclo de experimentos y la energía consumida por las cargas de pago durante ese mismo ciclo.

Tabla 11: Comparación entre la energía media generada por los paneles fotovoltaicos y la consumida por las cargas de pago durante el un ciclo nominal de experimentos con fallo crítico en dos paneles, uno desplegable y uno lateral.

	Generada	Consumida
Energía media [J]	17	21

En este caso se observa que la energía media generada es menor que la consumida. Por tanto, se espera que la batería vaya descargándose con el tiempo. La Figura 29 muestra como efectivamente, con un panel desplegable y uno lateral inactivos la batería pierde carga progresivamente.



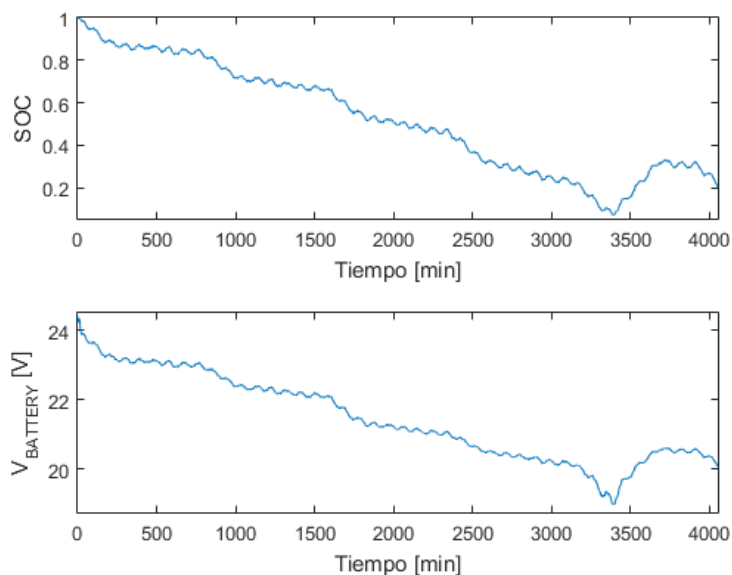


Figura 29: Evolución del  $SOC$  y el voltaje de la batería funcionando de forma continua durante 6 ciclos nominales de experimentos con un panel desplegable y uno lateral inactivos.

En particular, la batería puede soportar hasta 5 ciclos seguidos comenzando a plena carga. En el sexto ciclo alcanza  $SOC = 0$  y entra en modo hibernación.

Por otro lado, las 5 horas de carga del modo hibernación permite alcanzar  $SOC$  ligeramente superiores a 0.3. Sería por tanto recomendable realizar un único ciclo entre hibernaciones para asegurar la integridad de la batería. Alcanzada la plena carga, podrían realizarse de nuevo hasta 5 ciclos de experimentos sucesivos, dependiendo del ángulo entre el plano orbital y el Sol.

Con esta información se puede afirmar que en caso de fallo crítico de dos paneles solares, uno desplegable y otro lateral, se debería plantear una nueva estrategia que se adaptase a las limitaciones energéticas impuestas.

## 4. Conclusiones

En este trabajo se presentan los resultados de la simulación del comportamiento del subsistema de generación y distribución de potencia eléctrica del microsatélite Lian-Hé en tres escenarios distintos. Éstos son: caso nominal, caso con fallo de uno de los paneles desplegables y caso con fallo de un panel desplegable y otro lateral.

A partir de los datos mostrados se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- El subsistema tiene capacidad para abastecer de energía a la carga de pago funcionando de forma continua.
- El subsistema también tiene capacidad para abastecer de energía a la carga de pago cuando funciona de forma continua en el caso de fallo de uno de los paneles desplegables.
- No obstante, para el caso de fallo de dos paneles, uno desplegable y otro lateral, la batería pierde energía en cada ciclo de experimentos. Es recomendable entonces aplicar una estrategia de consumo que permita ajustarse a las limitaciones energéticas. Una de las posibles estrategias consistiría en dar un período de hibernación de 5 horas entre cada ciclo de hibernación para ir recargando la batería y evitar un deterioro excesivo. Además esto permitiría la sucesión de hasta 5 ciclos una vez se alcance la carga completa.

## 5. Agradecimientos

Todos los implicados en este informe quieren expresar su agradecimiento al personal del Instituto IDR/UPM y a los profesores del Master Universitario en Sistemas Espaciales (MUSE).

## Referencias

- [1] JAVIER CUBAS, SANTIAGO PINDADO, MARTA VICTORIA, *On the analytical approach for modeling photovoltaic systems behavior* Journal of Power Sources 247 (2014) 467e474
- [2] JAVIER CUBAS, SANTIAGO PINDADO AND CARLOS DE MANUEL, *New Method for Analytical Photovoltaic Parameters Identification: Meeting Manufacturer's Datasheet for Different Ambient Conditions* A. Y. Oral et al. (eds.), International Congress on Energy Efficiency and Energy Related Materials (ENEFM2013), Springer Proceedings in Physics 155, Springer International Publishing Switzerland 2014
- [3] AZUR SPACE, *Datasheet TJ Solar Cell 3G28C* 2016
- [4] MIN CHEN, GABRIEL A. RINCÓN-MORA, *Accurate Electrical Battery Model Capable of Predicting Runtime and I-V Performance*. IEEE Transactions on energy conversion, VOL. 21, NO. 2, June 2006
- [5] MANIKTALA, *The principles of switching power conversion* Documentos facilitados por contratante. 2016.
- [6] P.A. JONES AND B.R. SPENCE, *Spacecraft Solar Array Technology Trends* 1998. IEEE Aerosp. Conf. Proc.
- [7] *SAMSUNG SDI* Specifications of Product, 2012.
- [8] JAVIER CUBAS, *Diapositivas: Simulink parameter estimation*. IDR, Madrid: UPM, 2017.